

- Gidrodynamika i akustyka* [Hydrodynamics and Acoustics]. 2018, vol. 1, no. 1, pp. 7–32.
8. Voskoboinick V. A., Grinchenko V. T., Makarenkov A. P. Correlation characteristics of a wall pressure fluctuation field in a turbulent boundary layer induced by a longitudinal flow along a flexible extended cylinder. *Intern. J. Fluid Mech.* 2003, vol. 30, no. 6, pp. 644–650.
  9. Voskoboinick V. A., Makarenkov A. P. Spectral characteristics of the hydrodynamical noise in a longitudinal flow around a flexible cylinder. *Intern. J. Fluid Mech.* 2004, vol. 31, no. 1, pp. 87–100.
  10. Bendat J., Pirsol A. *Prikladnoy analiz sluchaynykh dannyykh* [Applied analysis of random data]. Moscow, Mir Publ., 1989. 540 p.
  11. Ventcel' E. S., Ovcharov L. A. *Teoriya sluchaynykh protsessov i ee inzhenernye prilozheniya* [Theory of random processes and its engineering applications]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 2000. 383 p.
  12. Tereshchenko L., Voskoboinick V., Kudybin I., Voskoboinick A., Rudnyskiy O. Statistical analysis of jet flow noise across bileaflet heart valve. *Abstract Final AMMODIT Conf. "Mathematics for Life Sciences"*. Kyiv, Ukraine, 2019, pp. 52–53.

Надійшла (received) 11.03.2019

## Відомості про авторів / Сведения об авторах / Information about authors

**Терещенко Лідія Миколаївна (Терещенко Лидия Николаевна, Tereshchenko Lidia Nikolaevna)** – кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, Інститут гідромеханіки НАН України, м. Київ; тел.: (044) 371-65-45; e-mail: litere70@gmail.com.

**Воскобойник Володимир Анатолійович (Воскобойник Владимир Анатольевич, Voskoboinick Vladimir Anatolievich)** – доктор технічних наук, старший науковий співробітник, провідний науковий співробітник, Інститут гідромеханіки НАН України, м. Київ; тел.: (044) 371-65-57; e-mail: vlad.vsk@gmail.com.

**Воскобойник Олександр Анатолійович (Воскобойник Александр Анатольевич, Voskoboinick Oleksandr Anatoliyovych)** – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, Інститут гідромеханіки НАН України, м. Київ; тел.: (044) 371-65-57; e-mail: alexandr.vsk@gmail.com.

**Воскобойник Андрій Володимирович (Воскобойник Андрей Владимирович, Voskoboinick Andrew Vladimirovich)** – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, Інститут гідромеханіки НАН України, м. Київ; тел.: (044) 371-65-57; e-mail: andrew.vsk@gmail.com.

УДК 629.7.017

**В. А. УДОВЕНКО, А. И. ГЛАДЫШЕВ****АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА В СПУТНОМ СЛЕДЕ ДРУГОГО ВЕРТОЛЁТА**

Исследовано влияние спутного вихревого следа вертолёта на аэродинамические характеристики несущего винта другого вертолёта. Используются математические модели ближнего и дальнего следа. Для ближнего следа проводится численное моделирование обтекания несущих винтов вертолётов методом дискретных вихрей. Модель дальнего следа учитывает затухание и разрушение следа вследствие турбулентности атмосферы, силы вязкого трения и выталкивающей силы Архимеда. Приращения аэродинамических характеристик винта вертолёта в следе по сравнению с полётом вне следа вычисляются с использованием результатов расчётов по обёим моделям.

**Ключевые слова:** вертолёт, спутный след, аэродинамические характеристики, метод дискретных вихрей, турбулентность, вязкое трение, сила Архимеда.

**В. О. УДОВЕНКО, А. І. ГЛАДИШЕВ****АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА У СУПУТНЬОМУ СЛІДІ ІНШОГО ВЕРТОЛЬОТА**

Досліджений вплив супутнього вихрового сліду вертольота на аеродинамічні характеристики несучого гвинта іншого вертольота. Використані математичні моделі ближнього та дальнього сліду. Для ближнього сліду проводиться числове моделювання обтікання несучих гвинтів вертольотів методом дискретних вихорів. Модель дальнього сліду враховує загасання й руйнування сліду внаслідок турбулентності атмосфери, сили в'язкого тертя та виштовхуючої сили Архімеда. Прирости аеродинамічних характеристик гвинта в сліді у порівнянні з польотом поза слідом вираховуються з використанням результатів розрахунків за обома моделями.

**Ключові слова:** вертоліт, супутній слід, аеродинамічні характеристики, метод дискретних вихорів, турбулентність, в'язке тертя, сила Архімеда.

**V. A. UDOVENKO, A. I. GLADYSHEV****AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE HELICOPTER MAIN ROTOR IN THE WAKE OF ANOTHER HELICOPTER**

The influence of vortex wake of the helicopter on the aerodynamic characteristics of another helicopter's main rotor is investigated. The mathematic models of near and far vortex wake are used. For the near wake the numerical modeling of the flow about both helicopters' main rotors is carried out by the method of discrete vortices. The far wake model accounts for damping and wake destruction due to the atmosphere turbulence, viscous friction force, and Archimedean buoyant force. Increments of aerodynamic characteristics of the rotor of the helicopter in the wake compared with the flight out of the wake are computed using results of the calculations according to the both models.

**Key words:** helicopter, wake, aerodynamic characteristics, method of discrete vortices, turbulence, viscous friction, Archimedean buoyant force.

© В. А. Удовенко, А. И. Гладышев, 2019

**Введение.** Попадание вертолѣта в *спутный след* другого летательного аппарата является опасным, поскольку вызывает изменение действующих на вертолѣт аэродинамических сил и моментов, что нарушает балансировку вертолѣта и может привести к потере управляемости. Для отработки на тренажѣре действий лѣтчика при попадании в спутный след необходимо использовать в тренажѣре математическую модель, адекватно учитывающую поведение вертолѣта в следе.

В настоящее время проводятся исследования спутных следов за самолѣтами, главным образом, в связи с проблемой увеличения пропускной способности взлѣтно-посадочных полос аэропортов [1 – 5]. Спутные следы за вертолѣтами исследуются в меньшей степени, в основном вследствие меньшего веса вертолѣтов и меньшей интенсивности следа за ними. Однако спутный след вертолѣта имеет свои особенности и тоже может представлять опасность для попавшего в него вертолѣта. Поэтому создание математической модели поведения вертолѣта в спутном следе другого вертолѣта для использования в тренажѣре является актуальной научной и практической задачей.

**Математические модели ближнего и дальнего вихревого следа вертолѣта.** Для моделирования воздействия спутного следа на вертолѣт в настоящей работе, как и в [1], используются различные модели для *ближнего* и *дальнего вихревого следа*. Моделирование поведения вертолѣта в ближнем спутном следе проводится путѣм расчѣта взаимодействия несущих винтов вертолѣтов методом дискретных вихрей [6, 7]. Такое моделирование, проводимое в рамках *модели идеальной несжимаемой жидкости*, позволяет детально учесть особенности образования и поведения следа за вертолѣтом-генератором, его взаимодействие с вертолѣтом в следе, вычислить аэродинамические силы и моменты, действующие на вертолѣт в следе, в зависимости от взаимного пространственного положения вертолѣтов. Однако такая модель непригодна для исследования поведения вертолѣта в следе на большом удалении от вертолѣта-генератора, во-первых, вследствие большого объѣма требуемых вычислений, во-вторых, из-за неучѣта в её рамках процессов, приводящих к постепенному затуханию и разрушению спутного следа.

Моделирование дальнего вихревого следа вертолѣта проводится на основе модели, изложенной в [2]. В названной работе с помощью математических моделей и эмпирических формул, выведенных для самолѣтных следов, получены *дифференциальные уравнения для эволюции циркуляции и пространственного положения дальнего следа* в зависимости от ряда параметров, описывающих летательный аппарат-генератор и состояние атмосферы. Представляется возможным применить указанные уравнения для дальнего следа за вертолѣтом с использованием параметров, полученных в результате моделирования ближнего следа.

**Расчѣт влияния вертолѣта-генератора на аэродинамические характеристики вертолѣта в ближнем следе.** Для численного моделирования воздействия вертолѣта-генератора на аэродинамические характеристики вертолѣта в ближнем спутном следе проводится расчѣт обтекания компоновки, состоящей из несущих винтов обоих вертолѣтов, безвихревым и однородным на бесконечном удалении потоком идеальной несжимаемой жидкости. Используется метод дискретных вихрей [6, 7] с замкнутыми вихревыми рамками [8] в нелинейной нестационарной постановке. Вихревые пелены, сходящиеся с задних кромок лопастей винтов, формируются по временным шагам. На каждом шаге вычисляются циркуляции сходящихся вихрей, и рассчитывается пространственное положение пелен с учѣтом воздействия всех вихрей в потоке.

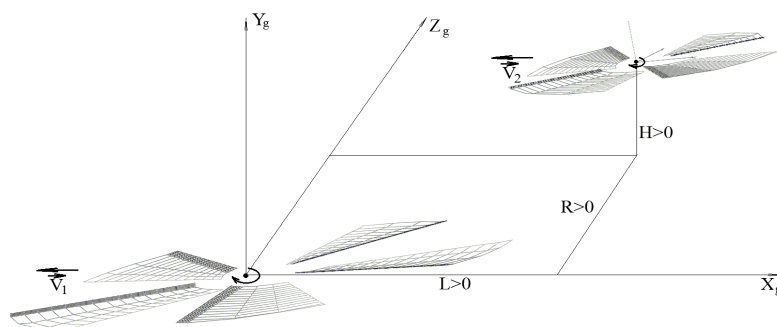


Рис. 1 – Рассчитываемая компоновка.

В качестве примера рассмотрено попадание лёгкого вертолѣта в спутный след тяжѣлого вертолѣта. Для вертолѣта-генератора взяты полѣтные вес  $G_1 = 12000$  кг, радиус пятилопастного несущего винта  $R_{n1} = 10,65$  м, обороты  $n_1 = 195$  об/мин, скорость полѣта  $V_1 = 180$  км/ч, угол атаки винта  $\alpha_1 = -6,5^\circ$ . Вертолѣт в спутном следе имеет вес  $G_2 = 3300$  кг, четырёхлопастной несущий винт радиуса  $R_{n2} = 5,75$  м с линей-

ной геометрической круткой лопастей  $\Delta\varphi_{n2} = 5,7^\circ$ , обороты  $n_2 = 365$  об/мин, скорость полѣта  $V_2 = V_1 = 180$  км/ч, угол атаки винта  $\alpha_2 = -6,5^\circ$ . Углы общего шага винтов соответствуют силам тяги, равным весу вертолѣтов, и составляют  $\varphi_1 = 8^\circ$ ,  $\varphi_2 = 8,2^\circ$ . Положение вертолѣта в следе относительно вертолѣта-генератора описывается величинами продольного смещения  $L$  (вдоль потока), вертикального смещения  $H$  и бокового смещения  $R$  (рис. 1).

Рассчитываются аэродинамические характеристики винта вертолѐта в следе, осреднённые за 2 – 3 оборота, для периода расчётного времени, когда вблизи данного винта уже сформировалась вихревая пелена от вертолѐта-генератора. Наступление указанного периода времени зависит от продольного смещения винтов. Так, для  $L/R_{H2} = 3 \div 6$  достаточно провести расчёты для 10 оборотов винта вертолѐта в следе, для  $L/R_{H2} = 12$  требуется 17 оборотов винта. Вычисляются приращения аэродинамических характеристик винта, возникающие в результате воздействия спутного следа, по сравнению с характеристиками изолированного винта вне следа. Поскольку воздействие спутного следа проявляется, прежде всего, в изменении силы тяги винта, моментов крена и тангажа, в настоящей работе исследуются приращения коэффициентов указанных характеристик по сравнению с полѐтом вне спутного следа:

$$\Delta C_t = \frac{T_2 - T_{2\text{изол}}}{\rho \frac{V_2^2}{2} \cdot \pi R_{H2}^2}; \quad \Delta m_x = \frac{M_{x2} - M_{x2\text{изол}}}{\rho \frac{V_2^2}{2} \cdot \pi R_{H2}^2 \cdot R_{H2}}; \quad \Delta m_z = \frac{M_{z2} - M_{z2\text{изол}}}{\rho \frac{V_2^2}{2} \cdot \pi R_{H2}^2 \cdot R_{H2}},$$

где  $T_2$ ,  $M_{x2}$ ,  $M_{z2}$  – размерные значения силы тяги, моментов крена и тангажа винта в следе;  $T_{2\text{изол}}$ ,  $M_{x2\text{изол}}$ ,  $M_{z2\text{изол}}$  – те же величины для винта вне следа;  $\rho$  – плотность воздуха.

На рис. 2, а, б, в показаны приращения коэффициентов силы тяги, моментов крена и тангажа винта вертолѐта в следе, соответствующие продольному смещению винтов  $L/R_{H2} = 9$  в зависимости от поперечного и вертикального смещений. Видно, что наибольшее падение коэффициента силы тяги (до  $\Delta C_t = -0,006$ ) наблюдается при значениях поперечного смещения  $R/R_{H2} = -1$  и  $H/R_{H2} = -1 \div 0$ . Расположение минимума силы тяги слева от середины следа свидетельствует о несимметричной структуре следа за вертолѐтным винтом, у которого различаются циркуляции вихревых жгутов, генерируемых наступающей и отступающей лопастью. При поперечных смещениях винта  $R/R_{H2} = -3$  и  $R/R_{H2} = 3$  имеют место максимумы силы тяги винта в следе. При  $R/R_{H2} = -2$  и  $H/R_{H2} = -2 \div -1$  наблюдается максимальное отклонение аэродинамических моментов от значений вне следа в направлении правого крена и кабрирования. С увеличением продольного смещения вертолѐтов минимумы и максимумы аэродинамических характеристик сдвигаются в сторону меньших высот местоположения вертолѐта в следе из-за перемещения следа вниз под действием индукции вихрей. Это можно видеть на рис. 3, а, б, в, на котором приращение коэффициента силы тяги показано как функция вертикального ( $H/R_{H2} = -3 \div 3$ ) и продольного ( $L/R_{H2} = 3, 6, 9, 12$ ) смещения винта, при  $R/R_{H2} = -3, -1, 3$ . При положении вертолѐта вне диапазона  $H/R_{H2} = -3 \div 3$ ,  $R/R_{H2} = -5 \div 5$  можно считать влияние следа несущественным.

**Модель дальнего вихревого следа за вертолѐтом.** Поведение вертолѐта в дальнем вихревом следе вертолѐта-генератора может быть описано с помощью модели дальнего вихревого следа за летательным аппаратом, изложенной в [2]. Указанная модель предполагает, что вихревые жгуты, образующиеся за летательным аппаратом-генератором, перемещаются вниз под действием взаимной индукции жгутов, так что скорость их перемещения может быть вычислена по формуле Био – Савара [9, 10]:

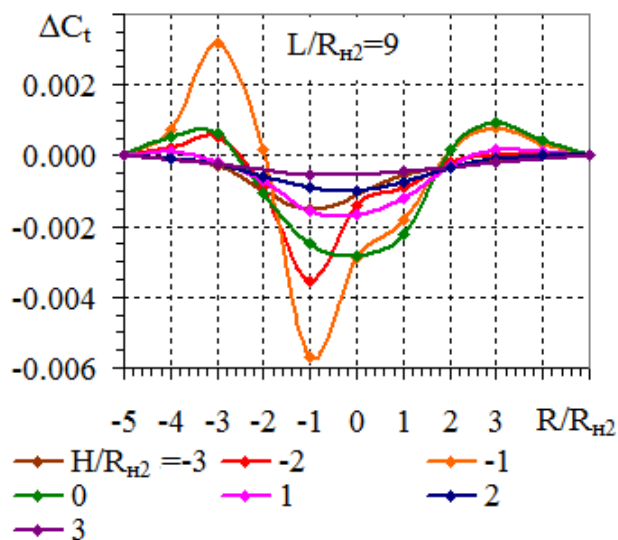
$$\frac{dy}{dt} = -\frac{\Gamma}{2\pi b_0}, \quad (1)$$

где  $y$  – вертикальная координата оси жгута, отсчитываемая от высоты образования пелены;  $\Gamma$  – циркуляция вихревого жгута;  $b_0$  – расстояние между жгутами. Все перечисленные величины рассматриваются в поперечном сечении  $x = L$ . Величина  $b_0$  предполагается связанной с размахом крыла самолѐта-генератора  $L_{\text{разм}}$  соотношением  $b_0 = \pi/4 \cdot L_{\text{разм}}$ , в случае вертолѐта-генератора целесообразно принять  $L_{\text{разм}} = 2 \cdot R_{H1}$ .

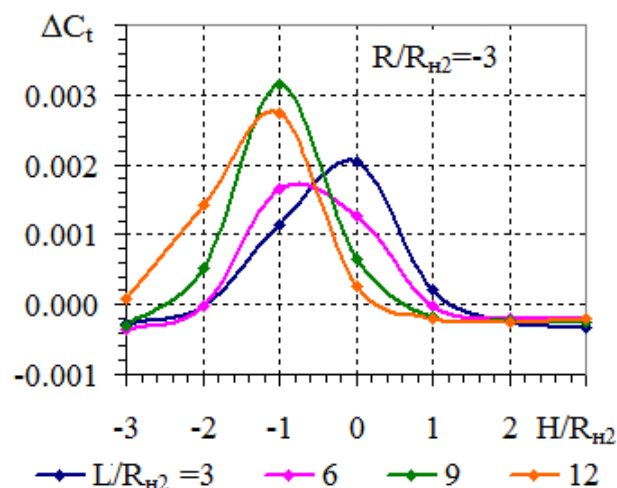
Величина циркуляции  $\Gamma$  с течением времени убывает в результате действия турбулентности воздушной среды, силы вязкого сопротивления и выталкивающей силы Архимеда в стратифицированной среде. В [2] действие перечисленных факторов описывается дифференциальным уравнением:

$$\frac{d\Gamma}{dt} = -0,82 \frac{q\Gamma}{b_0} - \frac{2,09}{8\pi^2} \frac{\Gamma^2}{b_0^2} C_D + \frac{A}{b_0} N^2 y, \quad (2)$$

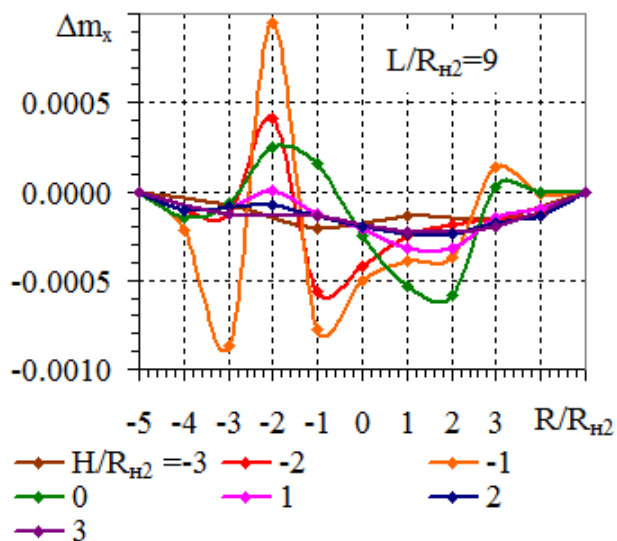
содержащим параметры  $q$  – уровень турбулентности атмосферы [11];  $C_D$  – коэффициент вязкого трения;  $N$  – частоту Брента – Вейселя, а также константу  $A = 1,73 \cdot 2,09 \cdot (\pi/4) \cdot b_0^2$ . Для названных параметров рекомендованы значения  $q = 0,914$  м/с (средний уровень турбулентности) и  $q > 1,524$  м/с (высокий уровень турбулентности);  $C_D = 0,2$  при  $Re > 600000$  и  $C_D = 0,4$  при  $Re > 400000$ ;  $N = 0 \div 0,03$  с<sup>-1</sup>.



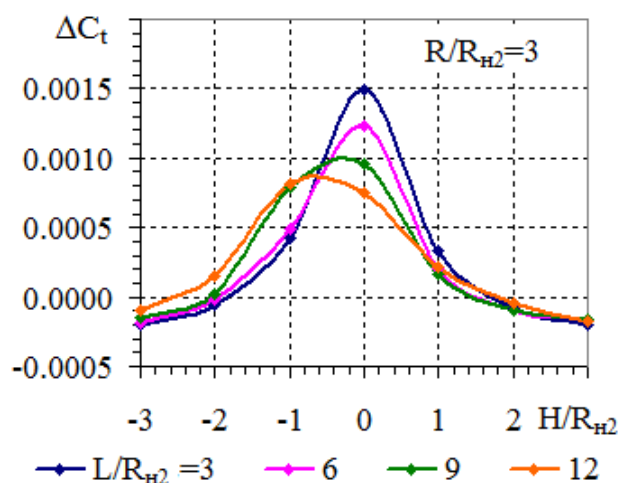
$a$  – приращение коэффициента силы тяги;



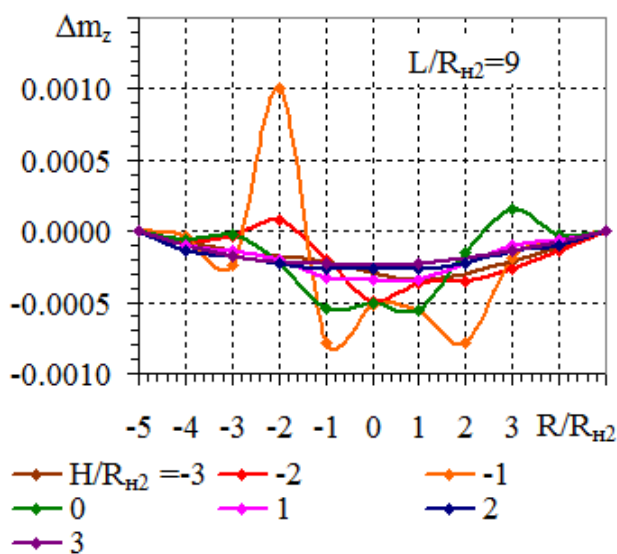
$a - R/R_{h2} = -3$ ;



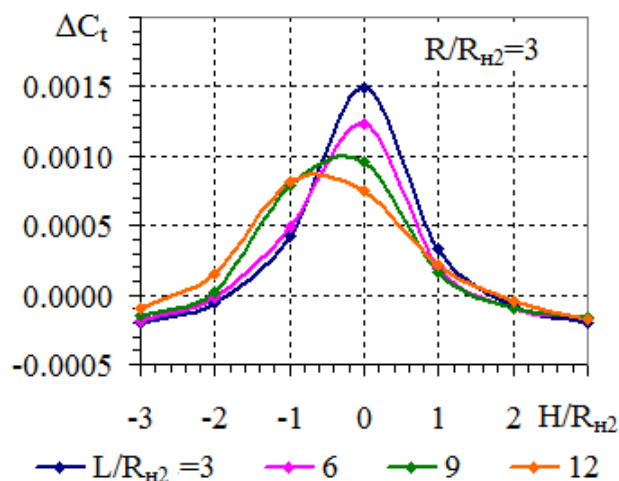
$\delta$  – приращение коэффициента момента крена;



$\delta - R/R_{h2} = -1$ ;



$\epsilon$  – приращение коэффициента момента тангажа.



$\epsilon - R/R_{h2} = 3$ .

Рис. 2 – Зависимость приращений аэродинамических характеристик винта вертолёта в следе от поперечного и вертикального смещения относительно вертолёт-генератора.

Рис. 3 – Зависимость приращений аэродинамических характеристик винта вертолёта в следе от вертикального и продольного смещения относительно вертолёт-генератора.

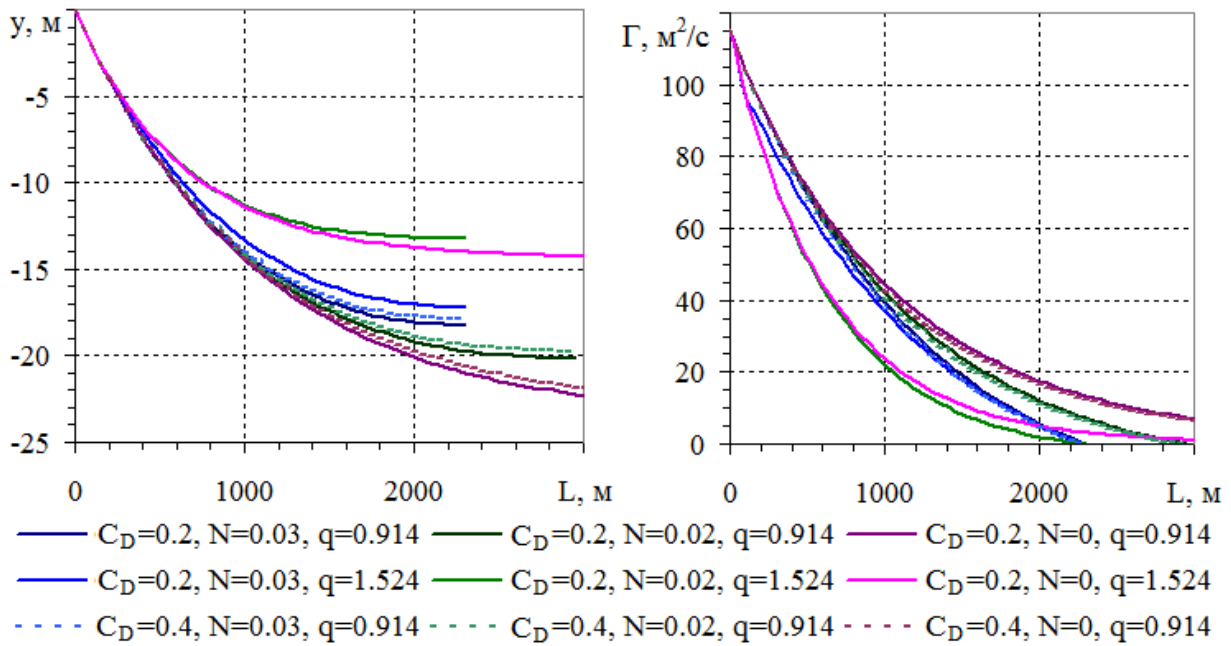


Рис. 4 – Зависимость вертикального положения вихревых жгутов и их циркуляции от расстояния до вертолѐта-генератора.

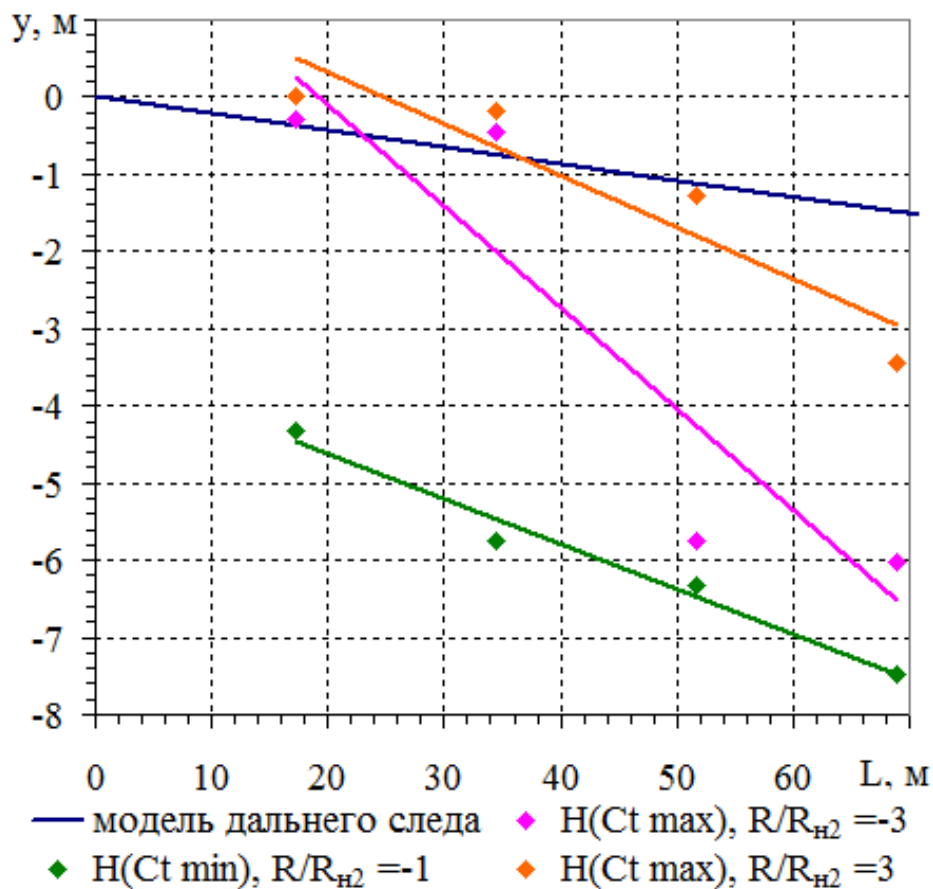


Рис. 5 – Зависимость вертикального положения максимумов и минимума силы тяги винта в следе от продольного смещения относительно вертолѐта-генератора в сравнении с положением вихревых жгутов согласно модели дальнего следа.

Соотношения (1) – (2) образуют систему дифференциальных уравнений относительно функций  $y(t)$ ,  $\Gamma(t)$ . Решение её при начальных условиях

$$y(0) = 0, \quad \Gamma(0) = \Gamma_0$$

описывает поведение дальнего следа вертолѐта. Начальное значение циркуляции  $\Gamma_0 = (m_1 g) / (\rho b_0 V)$  определяется из *теоремы Н. Е. Жуковского* [9, 10] через массу  $m_1$  вертолѐта-генератора.

На рис. 4 показаны решения уравнений (1) – (2) при различных значениях параметров  $q$ ,  $C_D$ ,  $N$  из рекомендованных в [2] диапазонов. По оси абсцисс отложено расстояние  $L$  от вертолѐта-генератора, которое он пролетает за время  $t$  со скоростью  $V_1$ . Видно, что коэффициент вязкого трения оказывает малое влияние на поведение решения. Характерной чертой решения уравнений при  $N > 0$  является наличие значения  $L_{T0}$ , при котором циркуляция жгутов обращается в нуль. Так, при  $N = 0,03 \text{ с}^{-1}$  такое расстояние составляет  $L_{T0} = 2250 \text{ м}$ , при

$$N = 0,02 \text{ с}^{-1} - L_{T0} = 2900 \text{ м}.$$

Можно практически считать вихревой след на таком расстоянии полностью разрушившимся и не оказывающим влияние на летящий позади вертолѐт. При наихудших из рассмотренных условий когда

$$N = 0, \quad q = 0,914 \text{ м/с}, \quad C_D = 0,2 \quad \text{при} \quad L = 2250 \text{ м}$$

остаточное значение циркуляции вихревых жгутов составляет 12 % от начального, что позволяет пренебречь влиянием следа на вертолѐт. Таким образом, целесообразно ограничить область вихревого следа вертолѐта-генератора удалением  $L_{\max} = 2250 \text{ м}$  и указанными выше диапазонами  $H/R_{n2} = -3 \div 3$ ,  $R/R_{n2} = -5 \div 5$ .

Возможно, сравнить поведение следа за вертолѐтом в области ближнего следа, полученное в результате проведенных расчѐтов и в соответствии с моделью дальнего следа. Как видно из рис. 4, в области ближнего следа (до  $L = 150 \div 200 \text{ м}$ ) смещение следа вниз, рассчитываемое с помощью указанных уравнений, будет практически одинаковым при любом выборе параметров из рекомендованных диапазонов. На рис. 5 показано полученное в расчѐтах перемещение вниз высот, при которых наблюдаются максимумы и минимум приращений подъѐмной силы винта вертолѐта в ближнем следе, в зависимости от удаления от вертолѐта-генератора, прямые линии соответствующих цветов аппроксимируют полученные значения указанных высот. Для сравнения показано перемещение вниз следа от винта, полученное из решения уравнений (1) – (2). Можно видеть, что перемещение вниз вихревых жгутов согласно модели дальнего следа и смещение областей наибольшего влияния следа на позади летящий вертолѐт в соответствии с результатами расчѐтов происходит с близкими скоростями, различие которых обусловлено различными учитываемыми в моделях факторами.

Для определения влияния дальнего вихревого следа вертолѐта-генератора на аэродинамические характеристики позади летящего вертолѐта целесообразно использовать приращения характеристик, рассчитанные в некотором поперечном сечении ближнего следа, изменяющиеся с удалением от генератора пропорционально циркуляции вихревых жгутов, с поправкой на смещение следа вниз:

$$\Delta C_{AX}(L, H, R) = \Delta C_{AX}(L_0, H + y(L/V_1), R) \cdot \Gamma(L/V_1) / \Gamma_0,$$

где  $\Delta C_{AX}(L, H, R)$  – это приращение одной из аэродинамических характеристик при заданном пространственном смещении вертолѐта в следе. В качестве  $L_0$  следует выбрать одно из сечений, для которого проведены расчѐты приращений аэродинамических характеристик вертолѐта в ближнем следе.

**Выводы.** Исследовано влияние спутного вихревого следа вертолѐта на аэродинамические характеристики другого вертолѐта.

Для ближнего и дальнего следа вертолѐта использованы различные математические модели. Расчѐт аэродинамических характеристик вертолѐта в ближнем следе проводится путѐм численного моделирования обтекания винтов вертолѐтов методом дискретных вихрей. Для дальнего следа использованы дифференциальные уравнения, учитывающие затухание и разрушение следа вследствие атмосферной турбулентности, вязкого трения и выталкивающей силы Архимеда. Определение области пространства, в которой необходимо учитывать влияние спутного следа, и расчѐт приращений аэродинамических характеристик винта из-за воздействия следа проводится с использованием результатов расчѐтов по обоим моделям.

Результаты настоящего исследования могут быть использованы для разработки математической модели,

реализуемой в тренажёре вертолёта, с целью отработки действий лётчика при попадании в спутный след вертолёта.

#### Список литературы

1. Желанников А. И. Оперативные методы расчёта характеристик вихревого следа за самолётами // Вісник Харк. нац. ун-та. Серія : «Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління». – Харків, 2009. – № 847. – С. 184 – 190.
2. Хаустов А. А. Модель эволюции спутного следа воздушного судна при полёте на крейсерском режиме // Научный вестник МГТУ ГА. – Москва, 2012. – № 184. – С. 118 – 122.
3. Кобрин В. Н., Соловьёв О. В., Чмовж В. В. Анализ процесса формирования вихревых следов за летательными аппаратами // Системи озброєння і військова техніка. – 2013. – № 2 (34). – С. 93 – 98.
4. Соловьёв О. В., Прусак П. В., Кобрин Н. В. Обеспечение заданного уровня безопасности полётов в условиях воздействия вихревых следов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2014. – № 4 (17). – С. 26 – 30.
5. Аубакиров Т. О., Желанников А. И., Иванов П. Е., Ништ М. И. Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ. – Алматы, 1999. – 230 с.
6. Белоцерковский С. М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М. : Наука, 1978. – 351 с.
7. Белоцерковский С. М., Локтев Б. Е., Ништ М. И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов. – М. : Машиностроение, 1992. – 224 с.
8. Апарин В. А., Дворак А. В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. – Москва, 1986. – Вып. 1313. – С. 424 – 429.
9. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. Изд. 6-е, перераб. и доп. – М. : Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 840 с.
10. Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В. Теоретическая гидромеханика. Ч. 1. – М. : Гос. изд. физ.-мат. лит., 1963. – 583 с.
11. Donaldson C. duP., Bilanin A. J. Vortex Wakes of Conventional Aircraft. – AGARDograph, No. 204. – Neuilly sur Seine : AGARD NATO, 1975. – 80 p.

#### References (transliterated)

1. Zhelannikov A. I. Operativnye metody rascheta kharakteristik vikhrevogo sleda za samoletami [Operational methods for calculating the characteristics of vortex wakes of aircrafts]. *Visnyk Khark. nats. un-ta. Seriya : "Matematychnye modelyuvannya. Informatsiyni tekhnologiyi. Avtomatyzovani systemy upravlinnya"* [Bulletin of the Kharkiv National University. Series : "Mathematical Modelling. Information Technology. Automated Control Systems"]. Kharkiv, 2009, no. 847, pp. 184–190.
2. Khaustov A. A. Model' evolyutsii sputnogo sleda vozdušnogo sudna pri polete na kreyserskom rezhime [Model of evolution of the aircraft's wake on the cruise flight]. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoy aviatsii* [Scientific bulletin of the Moscow State University of Civil Aviation]. Moscow, 2012, no. 184, pp. 118–122.
3. Kobrin V. N., Solov'ev O. V., Chmovzh V. V. Analiz protsessy formirovaniya vikhrevykh sledov za letatel'nyimi apparatami [Analysis of the process of formation of vortex wakes behind aircrafts]. *Systemy ozbroyneniya i viys'kova tekhnika* [Weapon systems and military technologies], 2013, no. 2(34), pp. 93–98.
4. Solov'ev O. V., Prusak P. V., Kobrina N. V. Obespechenie zadannogo urovnya bezopasnosti poletov v usloviyakh vozdeystviya vikhrevykh sledov [Providing of preset level of flight security under influence of the vortex wakes]. *Nauka i tekhnika Povitryanykh Syl Zbroynykh Syl Ukrainy* [Science and technologies of Air Forces of Armed Forces of Ukraine]. 2014, no. 4 (17), pp. 26–30.
5. Aubakirov T. O., Zhelannikov A. I., Ivanov P. E., Nisht M. I. Sputnye sledy i ikh vozdeystvie na letatel'nye apparaty. Modelirovanie na EVM. [Wakes and their influence on the aircrafts. Modelling on the computer]. *Almaty, 1999. 230p.*
6. Belotserkovskiy S. M., Nisht M. I. Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh kryl'ev ideal'noy zhidkost'y [Separated and non-separated flow of the ideal fluid about thin wings]. Moscow, Nauka Publ., 1978. 351p.
7. Belotserkovskiy S. M., Loktev B. E., Nisht M. I. Issledovanie na EVM aerodinamicheskikh i aerouprugikh kharakteristik vintov vertoletov [Computer investigation of the aerodynamic and aeroelastic characteristics of helicopter rotors]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 224p.
8. Aparinov V. A., Dvorak A. V. Metod diskretnykh vikhrey s zamknutyimi vikhrevymi ramkami [Method of discrete vortices with closed vortex frames]. *Primenenie EVM dlya issledovaniya aerodinamicheskikh kharakteristik letatel'nykh apparatov. Trudy VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo* [Applications of computers for investigation of aircraft's aerodynamic characteristics. Proc. of N. E. Zhukovskiy Air Force Academy]. Moscow, 1986, issue 1313, pp. 424–429.
9. Loytsyanskiy L. G. Mekhanika zhidkosti i gaza [Fluid and gas mechanics]. 6th ed., Moscow, Nauka Publ., 1987. 840 p.
10. Kochin N. E., Kibel' I. A., Roze N. V. Teoreticheskaya gidromekhanika [Theoretical hydrodynamics]. 2 volumes, vol. 1, Moscow, State publishing of literature on physics and mathematics, 1963. 583p.
11. Donaldson C. duP., Bilanin A. J. *Vortex Wakes of Conventional Aircraft*, AGARDograph no. 204, Neuilly sur Seine, AGARD NATO, 1975. 80 p.

Поступила (received) 22.04.2019

Відомості про авторів / Сведения об авторах / Information about authors

**Удовенко Володимир Олексійович (Удовенко Владимир Алексеевич, Udovenko Vladimir Alekseevich)** – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, ТОВ «КБ Аеровотекс», директор, м. Харків; тел.: (066) 288-37-06, (097) 271-33-42; e-mail: uva333@mail.ru.

**Гладишев Андрій Іванович (Гладишев Андрей Иванович, Gladyshev Andrei Ivanovich)** – інженер – програміст, ТОВ «КБ Аеровотекс», м. Харків; тел.: (095) 889-19-29; e-mail: andreigladyshev@gmail.com.